

УДК 629.7.022

DOI: 10.15587/1729-4061.2019.154310

## Аналіз та вибір параметричного обрису двигуна силової установки для легкого навчально-тренувального літака

В. В. Логінов, Є. О. Українець, І. Ф. Кравченко, О. В. Єланський

*Актуальність проведених досліджень обумовлена поліпшенням паливної ефективності літака і, як наслідок, зменшенням вартості життєвого циклу авіаційного двигуна у складі силової установки навчально-тренувального літака типу DART-450. Теоретично обґрунтовано льотно-технічні та економічні характеристики сучасного легкого літака для навчання льотного складу. В основі методів дослідження використовується набір параметрів, характеристик і показників, що в цілому відображають техніко-економічну досконалість двигуна силової установки технічної системи “силова установка – планер” легкого навчально-тренувального літака.*

*Наукова новизна одержаних результатів полягає у формуванні нового параметричного обриса турбогвинтових двигунів силової установки для легкого навчально-тренувального літака типу DART-450 з урахуванням моделювання заданого польотного циклу літака та життєвого циклу двигуна.*

*Чисельними дослідженнями встановлено, що максимальна дальність польоту літака з різними двигунами при однаковій злітній масі визначається, в основному, запасом палива, а не економічністю витрати палива. Тому двигун найменшої потужності має перевагу у всіх характеристиках, крім злітної дистанції, яка найменша у літака з двигуном найбільшої потужності.*

*Результатами обґрунтовано, що для виконання задач по навчальному тренуванню льотного складу доцільно встановлення двигуна AI-450CP, який має найменшу вартість життєвого циклу. Очевидно, що даний літак із встановленим двигуном буде мати найнижчу вартість льотної години. Однак для виконання розвідувальних та ударних задач на літаку типу DART-450 доцільно встановлення двигуна AI-450CP-2. Для виконання тільки ударних задач на літаку типу DART-450 доцільно встановлення двигуна MC-500B-C, який має більшу потужність, ніж розглянуті двигуни.*

*Ключові слова: навчально-тренувальний літак, життєвий цикл, льотно-технічні характеристики, турбогвинтовий двигун*

### 1. Вступ

В даний час велика увага приділяється створенню легких літаків, призначених для вирішення навчально-тренувальних завдань, моніторингу земної поверхні, бізнес перельотів та інше. Здатність приземлитися на аеродромі будь-якого класу, простота льотної і технічної експлуатації, витонченість внутрішнього оформлення роблять ці легкі повітряні судна обґрунтованим вибором для ділових зустрічей, відпочинку, а також тренування льотного складу. Важливим етапом створення такого літального апарату (ЛА) є

концептуальні дослідження, в процесі яких досліджуються аеродинамічні і техніко-економічні характеристики літака [1–3].

Актуальність дослідження техніко-економічних характеристик легких навчально-тренувальних літаків (НТЛ) обумовлює необхідність обґрунтування потрібних льотно-технічних і економічних характеристик сучасних літаків для навчання льотного складу. Важливість проблеми дослідження експлуатаційних характеристик ЛА обумовлена актуальністю завдання щодо поліпшення паливної ефективності і, як наслідок, зменшення вартості життєвого циклу (ЖЦ) двигуна у складі силової установки (СУ) літака [4–6].

Оскільки найбільший інтерес представляє зменшення витрати палива двигуна, то на перший план виходять дослідження щодо поліпшення інтеграційних властивостей СУ і планера ЛА [7]. Використання літаків з турбогвинтовими двигунами (ТГД) дозволяє істотно знизити витрату палива. При проведенні досліджень необхідно проаналізувати особливості СУ ЛА з ТГД, оцінити технічні і економічні характеристики ТГД у складі літака і провести оцінку отриманих результатів. Тому в роботі проведені такі дослідження для легкого НТЛ.

## **2. Аналіз літературних даних і постановка задачі**

Льотна підготовка є найдорожчою з усіх видів навчання авіаційних фахівців, що визначає особливу відповідальність підходу до вибору засобів підготовки льотного складу, в першу чергу, НТЛ і методик навчання [8–11]. Підготовка льотного складу в різних країнах світу, як правило, може відрізнятися за кількістю льотних годин в процесі навчання, змістом і програмами кожного конкретного етапу навчання, а також типами НТЛ. Сучасний НТЛ повинен відповідати найвищим техніко-економічним вимогам і представляти зацікавленість для потенційних іноземних замовників.

В теперішній час інтенсивно проводяться дослідження характеристик перспективних легких НТЛ. У роботі [12] показано, що легкий багатоцільовий літак загального призначення повинен забезпечувати польоти на відстань до 2,5 тисяч кілометрів. При цьому склад обладнання і конструкція літака повинні забезпечувати безперебійну роботу при температурах навколишнього повітря від  $-55$  до  $+40$  °С, обов'язково повинна бути реалізована можливість зльоту і посадки з ґрунтових, снігових і льодових майданчиків. У роботі [13] обґрунтована актуальність задачі щодо оцінювання льотно-технічних та експлуатаційних характеристик літака, особливо його вартості ЖЦ. Проте не досліджуються інтеграційні властивості планера літака та його СУ з новим двигуном.

В роботах [14, 15] розкриті основні напрямки розвитку авіаційної науки і технологій, але не вказуються конкретні способи і підходи до зменшення вартості ЖЦ двигуна у складі НТЛ. Як відомо, висока вартість експериментальних досліджень характеристик літака ускладнює етапи його проектування і виробництва. Проблема вибору оптимальних режимів роботи основних підсистем вимагає вирішення взаємопов'язаних завдань марематичного моделювання робочого процесу СУ і польотного циклу літака,

оптимізації аеродинамічних характеристик і складу устаткування. Залишаються не вирішеними питання по визначенню функції мети моделювання, оскільки задача є багатопараметричною [16, 17].

Методологічною і теоретичною основами досліджень питань застосування двигунів на ЛА стали праці провідних вчених в авіаційній області науки [18–23]. У цих роботах широко застосовуються методи системного аналізу, наукового прогнозування, математичної статистики, математичного моделювання робочих процесів. Проте не розкриті питання щодо визначення інтеграційних властивостей двигуна у складі СУ на літаку. Не наведені методики по формуванню параметричного обриса двигуна з урахуванням польотного циклу НТЛ.

Для обґрунтування вибору двигуна СУ НТЛ застосовуються різні способи погодження характеристик планера і двигуна СУ [24, 25] на основі принципів порівняння характеристик ЛА та двигунів, а також використовуються розробки ряду науково-дослідних організацій. В основі позрахунків є поняття про параметри зав'язки  $\square$  питома навантаження на крило і відносний розмір СУ. Сьогодні ці принципи розвинені і доповнені, є основою методики вибору параметрів робочого процесу ГТД, погодження СУ і планера, частиною систем автоматизованого проектування елементів СУ і планеру ЛА. Проте більшість сучасних досліджень не є комплексними і не враховують зміну витрат на розробку, виробництво та експлуатацію СУ і планера. Такі дослідження носять односторонній ефект та не є доцільними. Перш за все, це стосується порівняльної оцінки ЛА з використанням показників технічної досконалості.

Найбільш загальним підходом до оцінки техніко-економічної досконалості двигуна СУ ЛА є дослідження величини вартості ЖЦ ЛА [26], яка включає також і експлуатаційні чинники. Поняття вартості ЖЦ введене для обліку всіх витрат і включає витрати на науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи, доведення зразка авіаційної техніки, капіталовкладення на серійне виробництво, вартість експлуатації, обслуговування, модернізацію, зняття з виробництва і утилізацію об'єкта. Однак у більшості досліджень не враховується зміна польотного циклу літака впродовж його експлуатації, що впливає на ресурсні та вартісні характеристики двигуна [27].

У провідних авіаційних країнах інтенсивно проводяться дослідження перспективних двигунів і планерів літаків за допомогою програмних продуктів, наприклад, FLUENT [28], ANSYS [29], CFX, FlowVision HPC, IOSO NM, SAMSTO, ECOMI, CASE, Piano-X, APP, CAD/CAM/CAE, PDM, STEP та інших. Однак розрахунок і обґрунтування величини вартості години ЖЦ двигуна або планера літака не завжди проводиться спільно і з урахуванням особливостей польотного циклу літака, що ускладнює аналіз впливу однієї підсистеми на іншу при заданому польотному циклі. Дослідження інтеграційних властивостей літака передбачає оцінку взаємовпливу характеристик двигуна СУ і елементів планера при певному польотному циклі.

Відомо, що провідні двигунобудівні фірми витрачають великі кошти на розробку і впровадження адаптованих до своїх умов автоматизованих систем проектування [30]. Основою універсальних інструментальних засобів є

Unigraphics, Euclid, Cimatron, CATIA, CADD5, Pro/Engineer та інші. Однак дослідження експлуатаційних характеристик двигуна нового покоління без спільного дослідження характеристик об'єкта, на який він буде встановлений, виявляються неефективними [31, 32].

Тому потребує вирішення проблема, що пов'язана з визначенням можливостей зменшення вартості ЖЦ СУ і планера ЛА на основі обґрунтування параметричного обриса для поліпшення їх інтеграційних властивостей.

### **3. Мета і завдання дослідження**

Метою проведених досліджень є аналіз та вибір параметричного обриса двигуна СУ для легкого НТЛ, що являється актуальною науково-технічною задачею.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

- виявити легкий НТЛ із світового парку легких літаків загального призначення, який і має багато модифікацій та перспективу розвитку;
- оцінити зміни льотно-технічних характеристик НТЛ на основі математичного моделювання його польотного циклу.

Для аналізу ефективності застосування літака з відповідною СУ у польотному циклі необхідно надати рекомендації по вибору типу і параметрів двигуна у складі СУ.

### **4. Матеріали та методи дослідження характеристик СУ і ЛА**

При проведенні дослідження використовувались методи системотехніки, методи статистичного аналізу, ретроспективний метод, методи математичного моделювання робочого процесу та чисельні методи. Як відомо, капітальні вкладення в ЛА сьогодні обчислюються по складовим ціні двигуна і планера літака даного типу. Проте отримати достовірну інформацію про ці дані проблематично. Тому з урахуванням статистичної інформації оцінка ЖЦ СУ проводиться залежно від типорозміру двигуна, його призначення, рівня технічної досконалості, наслідності розробки, конструктивно-компонувальної схеми двигуна і його уніфікації [20, 24]. Вважається, що зниження витрат на експлуатацію ЛА вимагає оцінки вартості ЖЦ вже на першому етапі проектування. Проектні параметри літака або двигуна вибираються виходячи з мінімуму вартості ЖЦ всього парку ЛА даного типу.

З уточненням проектних даних по авіаційному навчально-тренувальному комплексу на різних стадіях життєвого циклу, відкривається можливість достатньо детального врахування всіх особливостей експлуатації існуючих НТЛ. Для цього розглядається ступінь використання ЛА протягом визначених польотних завдань, наприклад, політ по колу, політ на виконання пілотажу, політ на дальність та інші.

Для комплексної оцінки техніко-економічної досконалості НТЛ запропоновано показник [6, 33], який включає льотно-технічні і економічні складові:

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{\sum_{i=1}^m (k_{\text{ПЦ}} \cdot k_{\text{ВЛА}})}{\frac{C_{\text{ЖЦ}}^{\text{Н}}}{C_{\text{ЖЦ}}^{\text{Б}}}}, \quad (1)$$

де  $m$  – кількість типових польотних завдань, що виконуються ЛА;  $k_{\text{ВЛА}}$  – коефіцієнт використання ЛА за ЖЦ при визначеному розподілу частки польотних завдань, такий що  $\sum_{i=1}^m k_{\text{ВЛА}_i} = 1,0$ ;  $k_{\text{ПЦ}} = \prod_{k=1}^s \left( \frac{A_k^{\text{Н}}}{A_k^{\text{Б}}} \right)_k$  – характерний коефіцієнт польотного циклу ЛА;  $A_k^{\text{Н}}$  – значення параметру або характеристики для нового ЛА (масо-габаритний параметр, льотно-технічна або техніко-економічна характеристика);  $A_k^{\text{Б}}$  – значення параметру або характеристики для базового ЛА (масо-габаритний параметр, льотно-технічна або техніко-економічна характеристика);  $s$  – кількість параметрів або характеристик ЛА;  $C_{\text{ЖЦ}}^{\text{Н}}$  – величина вартості ЖЦ нового ЛА;  $C_{\text{ЖЦ}}^{\text{Б}}$  – величина вартості ЖЦ базового ЛА.

Для проведення досліджень початковими є конструктивні, вагові, технічні, ресурсні і економічні дані по ЛА та маршовому двигуну СУ. Для оцінки технічної і економічної досконалості існуючих і нових авіаційних двигунів застосовуються методи, засновані на короткострокових і довгострокових прогнозах з урахуванням реальних параметрів і характеристик.

В роботах [6, 33] запропонований показник застосовується для дослідження льотно-технічних і техніко-економічних характеристик перспективного навчально-бойового літака з турбореактивними двоконтурними двигунами. Досліджені варіанти існуючих навчально-тренувальних та навчально-бойових літаків, а також варіанти перспективних навчально-бойових літаків з новими двоконтурними двигунами. Проте в даній роботі існуюча методика удосконалена з урахуванням застосування ТГД у складі СУ. Для моделювання польотного циклу літака використовується система диференціальних рівнянь руху центру мас НТЛ в формі проєкцій сил на осі траєкторної системи координат [7]. Застосовується повузлова математична модель СУ з ТГД, яка будується, в основному, на робочому процесі авіаційного ТГД [6, 19] із застосуванням бази статичних характеристик вузлів і дозволяє широко використовувати експериментальні дані.

Для врахування особливостей обтікання повітрям ЛА з ТГД необхідно знати геометрію повітряного гвинта, мотогондоли, крила і оперення, дросельні характеристики ТГД. Поліпшення аеродинамічних характеристик літаків за рахунок обдування від повітряного гвинта коригує деякі параметри літаків, наприклад: швидкість відриву зменшується на 15 ... 20 %, а довжина розбігу – на 25 ... 30 % [22].

Збільшення швидкості польоту зменшує приріст аеродинамічних сил. Чим більше потужність СУ, тим більше приріст аеродинамічних сил. Для

врахування впливу обдування повітряного гвинта на аеродинамічні сили і їх коефіцієнти проводиться їх перерахунок для найбільш характерних режимів роботи двигуна СУ.

У ТГД зі збільшенням повітряної швидкості зростає реактивна потужність. Крім того, при зменшенні ступеня дроселювання разом з ростом повної потужності збільшується коефіцієнт корисної дії двигуна і зменшується витрата палива. Аналіз залежностей кілометрових витрат палива від швидкості польоту на різних висотах [6, 21, 22] показує, що зі збільшенням висоти польоту кілометрова витрата палива зменшується. Зі збільшенням швидкості польоту величина кілометрової витрати палива збільшується.

При проведенні дослідження визначення необхідної кількості палива обґрунтовується для двох рекомендованих режимів польоту. У разі коротких трас, коли потрібна кількість палива невелика і не зменшує комерційне навантаження, рекомендується застосування максимального крейсерського режиму. На довгих трасах, коли потрібна така кількість палива, що необхідно зменшувати комерційне навантаження, вигідно використовувати економічний режим польоту. В цьому випадку крейсерська швидкість нижче, однак маса комерційного навантаження більша, ніж в разі використання максимального крейсерського режиму. З метою підвищення економічності крейсерського польоту його доцільно виконувати на режимі роботи двигунів 80 % максимального тривалого режиму. В діапазоні висоти 2300...3200 м приладова швидкість польоту складає 190...230 км/год. В особливих випадках крейсерського польоту допускається використання надзвичайного режиму роботи двигуна СУ.

На основі розробленої методики вдосконалений існуючий модульний програмний комплекс щодо оцінки техніко-економічних характеристик ТГД у складі легкого НТЛ [35]. Структура модульного програмного комплексу для проведення параметричних досліджень експлуатаційних характеристик двигуна силової установки ЛА наведена на рис. 1. Розроблений модульний програмний комплекс логічно побудований на основі методики оцінки життєвого циклу авіаційного двигуна в системі літака та включає всі необхідні техніко-економічні показники [7, 35]. Всі розрахункові блоки взаємопов'язані між собою і дозволяють проводити дослідження характеристик літаків як з дозвуковою, так і з надзвуковою швидкістю польоту.

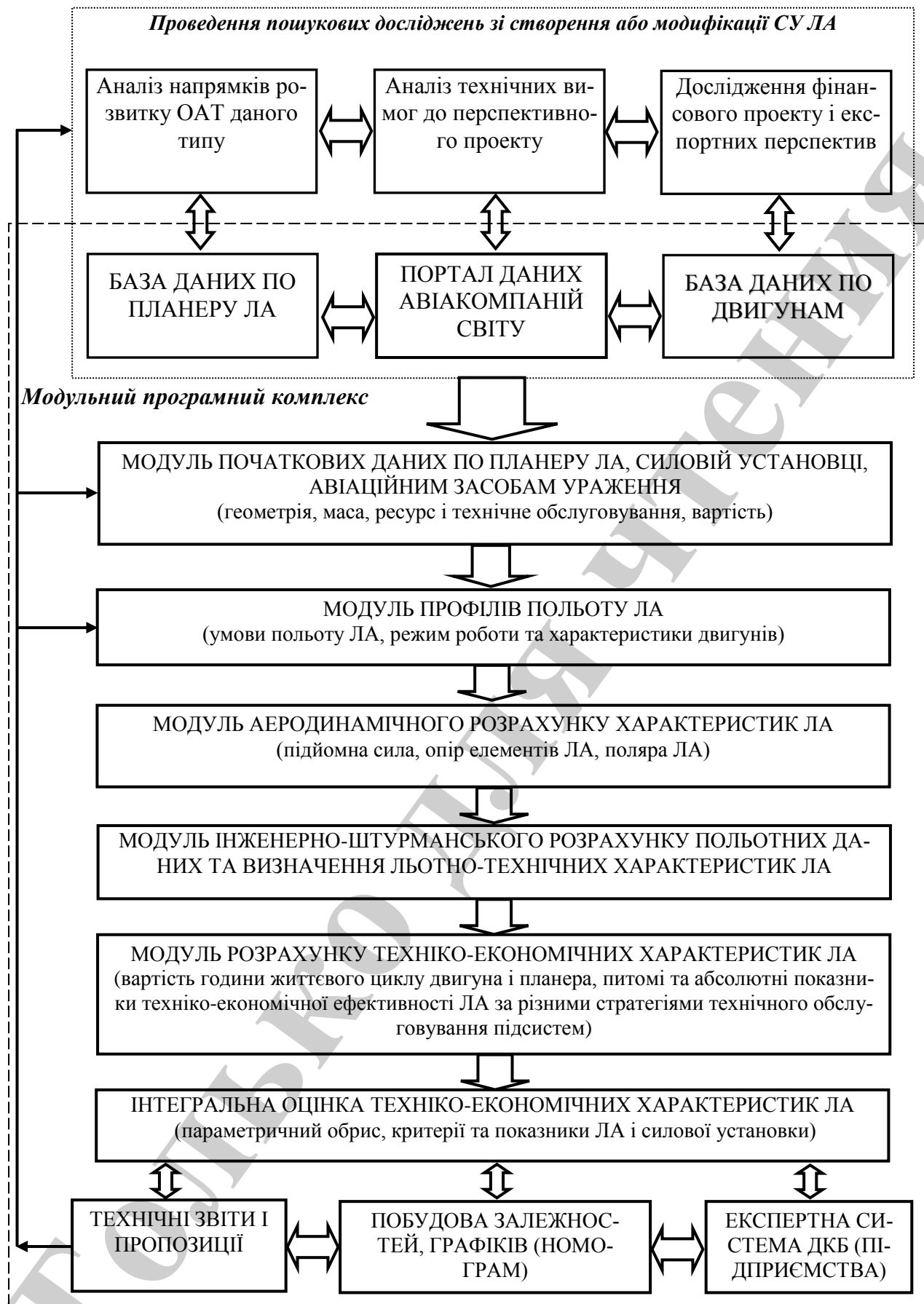


Рис. 1. Структура модульного програмного комплексу

При системному проектуванні і доведенні авіаційних двигунів доцільно використовувати єдиний алгоритм дослідження, в основі якого лежить підхід з формуванням багаторівневої моделі системи “літак – силова установка”. Початковий проект літака і двигуна СУ або формуються з бази даних, яка побудована на основі статистичної інформації, або завантажується як готовий технічний об’єкт. Після закінчення дослідження проекту кожен об’єкт формується, структурується і заноситься в бібліотеку об’єктів окремо по планеру літака і двигуна.

Модуль вихідних даних по планеру ЛА, двигуну СУ, авіаційних засобах ураження (геометрія, маса, ресурс і технічне обслуговування, вартість) формується користувачем на основі цільових завдань літака. Тут можуть задаватися і прогнози значення параметрів і характеристик, які мають об’єкти дослідження світових компаній. Великою перевагою даного програмного комплексу є можливість завдання користувачем профілю польоту літака. Для ЛА військового призначення це необхідний етап для дослідження нових тактичних прийомів з існуючим озброєнням та обладнанням. До інтегральної оцінки льотно-технічних і техніко-економічних характеристик ЛА може бути підключений модуль експертної оцінки, якщо це необхідно для організації.

Таким чином, удосконалена методика та удосконалений програмний комплекс дозволяють проводити комплексні параметричні дослідження характеристик легкого НТЛ з ТГД. Новизна удосконаленої методики заключається в одержанні методичного інструменту, за допомогою якого стало можливим проводити комплексні дослідження характеристик існуючих та перспективних НТЛ з ТГД з урахуванням польотного циклу. Застосування показника техніко-економічної досконалості НТЛ дозволяє оцінити техніко-економічну досконалість нового ЛА або його модернізований варіант з урахуванням коефіцієнта використання ЛА, що дуже важливо для НТЛ.

## **5. Результати дослідження льотно-технічних характеристик НТЛ при різних польотних завданнях з різними ТГД у складі СУ**

Як відомо, сучасний літак повинен бути достатньо маневреним і володіти помірною тягоозброєністю, мати невеликі посадкові і злітні швидкості, бути оснащеним бортовим радіоелектронним обладнанням для польотів вдень і вночі. Аналіз існуючого світового парку легких літаків загального призначення [7] дозволяє зробити висновок про те, що велику зацікавленість представляють літаки компанії Diamond Aircraft Industries, які мають багато модифікацій та перспективу розвитку. Дослідження перспективних конструктивно-компонувальних схем повинно проводитись з урахуванням комплексного оцінювання параметрів та характеристик СУ і ЛА.

Для проведення досліджень щодо формування параметричного обриса СУ НТЛ необхідно знати особливості польотних завдань (типових польотів) ЛА, обсяг і зміст виконання цих завдань. Такі особливості польотного завдання вказують на тривалість режиму роботи двигуна (ресурсні характеристики) і маневреність літака (швидкість і перевантаження). Тому в роботі проведено аналіз та дослідження 5 основних типів польотних завдань:



- політ по колу;
- політ на пілотаж;
- політ на дальність;
- політ на тривалість;
- ударне завдання (імітація скидання бомб).

Для побудови і дослідження профілю польоту в польотному циклі розглянемо особливості програм базової підготовки на НТЛ і програму підготовки до виконання деяких бойових завдань. Як відомо, польотне завдання містить графічну модель польоту, необхідні відомості і розрахунки, викладені текстуально або в таблицях (графіках). Розглянемо основні польотні завдання на НТЛ для подальшого моделювання польоту літака і роботи двигуна.

Політ в зону на пілотаж і по колу виконується в простих метеорологічних умовах в діапазоні висот від 1000 м до 5000 м. Обов'язково виконуються фігури пілотажу: віражі з різними кутами крену ( $45^\circ$  або  $60^\circ$ ); пікірування з кутом  $30^\circ$ ; горку з кутом  $30^\circ$ ; бойовий розворот; низхідну спіраль з креном  $45^\circ$ ; захід на посадку (з рубежу).

Політ в зону на пілотаж на малих висотах виконується в простих метеорологічних умовах в діапазоні висот від 200 м до 2500 м з обов'язковим виконанням фігур пілотажу: віражі з різними кутами крену ( $45^\circ$  або  $60^\circ$ ); розгін літака до максимальної приборної швидкості  $V_{\text{пр макс}}$  на висоті 200 м; розгін літака та виконання петлі Нестерова; прицільне пікірування; горку з кутом  $30^\circ$ ; бойовий розворот; візуальний захід на посадку на висоті 200 м.

Політ на бомбометання з горизонтального польоту виконується в простих метеорологічних умовах в діапазоні висот від 300 м до 500 м. Виконується маневр і бомбометання з горизонтального польоту з висоти 300–500 м в автоматичному режимі роботи прицільного комплексу.

Політ на відпрацювання бойового маневрування при подоланні протиповітряної оборони на маршруті із застосуванням засобів радіоелектронної боротьби виконується в простих метеорологічних умовах в діапазоні висот від 200 м до 5000 м. Виконуються фігури пілотажу: протиракетний маневр “змійка” з креном  $60^\circ$  із застосуванням індивідуальних засобів активних перешкод; маневр для відходу від випущеної ракети класу “земля – повітря”, що наводиться з передньої півсфери або наводиться навздогін.

Таким чином, із врахуванням основних вимог до змісту польотних циклів, розроблені типові профілі польоту для НТЛ, по яким проводиться математичне моделювання польоту ЛА.

Наведено частину результатів досліджень і показані основні умови проведення розрахунків. Наприклад, політ на дальність та тривалість розраховувався при двох умовах:

- а) витрата пального  $G_{\text{п}} = \text{const}$  та максимальна злітна маса літака  $M_{\text{ла зл}} = \text{var}$ ;
- б) витрата пального  $G_{\text{п}} = \text{var}$  та максимальна злітна маса літака  $M_{\text{ла зл}} = \text{const}$ .

Для проведення подальших досліджень в якості об'єкта дослідження обраний літак DART-450 [36], який призначений для використання у якості навча-

льно-тренувального, а також для розвідки і спостереження. Склад СУ літака DART-450 встановлений наступним чином:

- з двигуном AI-450CP [37] із застосуванням повітряного гвинта MTV-5-1/210-56 (5 лопатей, діаметр 2,1 м);

- з двигунами AI-450CP-2, MC-500B-C [38] із застосуванням повітряного гвинта MTV-27/210-58D (5 лопатей, діаметр 2,1 м).

Максимальна дальність польоту літака отримана при таких припущеннях: крейсерська швидкість польоту літака з двигуном AI-450CP на висоті 3200 м – 352 км/год. Зі збільшенням потужності застосовуваного двигуна крейсерська швидкість збільшувалася. Крейсерська швидкість польоту літака з двигуном AI-450CP-2 на висоті 3200 м – 410 км/год, крейсерська швидкість польоту літака з двигуном MC-500B-C на висоті 3200 м – 434 км/год. Гарантійний запас палива в розрахунку склав 3 % від загального запасу палива. Отримані результати досліджень при різних умовах польоту літака з різними двигунами наведені в табл. 1.

Політ НТЛ на виконання ударної задачі розраховувався при двох умовах:

- а) тактичний радіус  $R_{\text{такт}} = \text{const}$ ,  $G_{\text{п}} = \text{var}$ ,  $M_{\text{ла зл}} = \text{var}$ ;

- б) тактичний радіус  $R_{\text{такт}} = \text{var}$ ,  $G_{\text{п}} = \text{const}$ ,  $M_{\text{ла зл}} = \text{var}$ .

Результати імітації виконання ударного завдання отримані при таких припущеннях: політ здійснюється на гранично малій висоті, що необхідно для забезпечення скритності літака, який не має комплексу оборони. Розглядається бомбардувальний варіант з бомбами ОФАБ-100М на двох вузлах підвіски, оскільки такий варіант найбільш часто використовується для імітації виконання ударного завдання на НТЛ типу Л-39. Злітна маса літака збільшувалась на масу бомб ( $2 \times 125$  кг), підкрилових утримувачів ( $2 \times 17$  кг), пускових пристроїв ( $2 \times 21$  кг). При модифікації літака в ударний, крім збільшення злітної маси літака на масу бомбового навантаження, пілонів та пускових пристроїв, необхідно посилення конструкції крила та фюзеляжу літака, встановлення прицільного обладнання. Врахування збільшення злітної маси літака проведено у відповідності до умови існування літака [20, 21]. Підвіска озброєння збільшує лобовий опір літака приблизно на 20 %, що призводить до збільшення кілометрових і годинних витрат палива. Зміна балансування літака та зміна несучої здатності крила не враховувалися. Гарантійний запас палива при розрахунку становить 30 хвилин польоту без зовнішніх підвісок.

Аналіз польотних даних НТЛ типу DART-450 свідчить про те, що тактичний радіус дії  $R_{\text{такт}}$  складає приблизно 250 км. Рівність тактичного радіусу  $R_{\text{такт}}$  забезпечувалась зменшенням запасу палива у літаків з двигунами AI-450CP та AI-450CP-2 (ДП “Івченко-Прогрес”, Україна). Характеристики ЛА при виконанні ударної задачі з різними двигунами при  $R_{\text{такт}} = \text{const}$  зведені в табл. 2, а при  $R_{\text{такт}} = \text{var}$  – у табл. 3.

З урахуванням наявних даних по літаку DART-450, характеристик двигуна СУ та гвинтів, що присутні у відкритих джерелах, похибки у достовірності визначення основних льотно-технічних характеристик літака складають не більше 5 %. Проте в окремих випадках оцінка технічної або економічної досконалості НТЛ може обмежуватися розглядом окремих часткових критеріїв

або навіть його функціональних властивостей [7, 25]. У інших випадках для однозначності оцінки можливо використання комплексного критерію, який об'єднує в собі значення окремих часткових критеріїв. Це, як правило, критерій “вартість – ефективність”, який об'єднує в собі окремі значення критеріїв вартості і тактичних можливостей літака.

З уточненням проектних даних по авіаційному навчально-тренувальному комплексу на різних стадіях ЖЦ ЛА, відкривається можливість достатньо детального врахування всіх особливостей експлуатації існуючих НТЛ. Перш за все, це відноситься до порівняльної оцінки ЛА з використанням показників технічної та економічної досконалості. Для цього розглянутий ступінь використання ЛА протягом 11 польотних завдань.

Комплексна оцінка досконалості авіаційного навчально-тренувального комплексу проводиться на основі показника техніко-економічної досконалості ЛА, який наводився раніше[7, 36]. За типовий варіант базового літака прийнято літак DART-450 з двигуном AI-450CP. Дві наступні компоновальні схеми НТЛ включають:

– літак DART-450 з двигуном AI-450CP-2;

– літак DART-450 з двигуном MC-500B-C (АТ “Мотор Січ”, Україна) і його модернізований планер.

Аналіз формули (1) показує, що при однаковому коефіцієнті використання літака одержані різні коефіцієнти польотного циклу літака, а призначення коефіцієнту використання літака впливає на сумарну величину показника досконалості НТЛ. Аналіз результатів показує, що величина показника техніко-економічної досконалості НТЛ залежить від вартісних показників та характеристик ЖЦ літака з вибраним двигуном. Як видно із формули (1), на НТЛ, що виконують більшість задач по навчальному тренуванню або розвідці, доцільно встановлювати двигуни типу AI-450CP, оскільки вони мають найвищий показник техніко-економічної досконалості. Проте, тільки значне збільшення коефіцієнту використання ЛА для виконання ударних задач призведе до покращення величини показника досконалості літаків з двигунами AI-450CP-2 та MC-500B-C.

Таблиця 1

Характеристики ЛА при польоті на тривалість та дальність

Тип двигуна	Маса ЛА злітна, кг	Загальна довжина маршруту, км	Середня кілометрова витрата палива СУ ЛА на крейсерському режимі, кг/км	Годинна витрата палива СУ ЛА, кг/год	Годинна витрата палива СУ ЛА на крейсерському режимі, кг/год	Час виконання завдання, хв
Політ на дальність ( $G_{п=const}$ ; $M_{ла зл}=var$ )						
AI-450CP	1600	1220	0,2243	74,63	78,90	233
AI-450CP-2	1633	945	0,2733	107,32	112,17	162

МС-500В-С	1715	803	0,3107	127,55	136,61	134
Політ на дальність ( $G_{\Pi}=\text{var}$ та $M_{\text{ла зл}}=\text{const}$ )						
АІ-450СР	1600	1220	0,2243	74,63	78,90	233
АІ-450СР-2	1600	820	0,2730	106,62	112,04	151
МС-500В-С	1600	460	0,3012	119,26	131,03	107
Політ на тривалість ( $G_{\Pi}=\text{const}$ та $M_{\text{ла зл}}=\text{var}$ )						
АІ-450СР	1600	1174	0,2218	51,15	51,48	324
АІ-450СР-2	1633	1050	0,2285	69,27	69,30	238
МС-500В-С	1715	828	0,2921	93,51	94,16	176
Політ на тривалість ( $G_{\Pi}=\text{var}$ та $M_{\text{ла зл}}=\text{const}$ )						
АІ-450СР	1600	1174	0,2218	51,15	51,48	324
АІ-450СР-2	1600	910	0,2276	69,46	66,00	209
МС-500В-С	1600	441	0,2891	92,35	93,20	104

Таблиця 2

Характеристики ЛА при виконанні ударної задачі ( $R_{\text{такт}}=\text{const}$ ,  $G_{\Pi}=\text{var}$ ,  $M_{\text{ла зл}}=\text{var}$ )

Тип двигуна	Маса ЛА злітна, кг	Загальна довжина маршруту по прямій, км	Середня кілометров а витрата палива СУ ЛА на крейсерському режимі, кг/км	Годинна витрата палива СУ ЛА, кг/год	Годинна витрата палива СУ ЛА на крейсерському режимі, кг/год	Потрібна дистанція розбігу, м	Час виконання завдання, хв
АІ-450СР	2231	500	0,3331	92,6	103,5	801	130
АІ-450СР-2	2361	500	0,4026	132,8	144,6	554	116
МС-500В-С	2559	500	0,4378	152,5	166,8	525	111

Таблиця 3

Характеристики ЛА при виконанні ударної задачі ( $R_{\text{такт}}=\text{var}$ ,  $G_{\text{п}}=\text{const}$ ,  $M_{\text{ла зл}}=\text{var}$ )

Тип двигуна	Маса ЛА злітна, кг	Загальна довжина маршруту, км	Середня кілометрова витрата палива СУ ЛА на крейсерському режимі, кг/км	Годинна витрата палива СУ ЛА, кг/год	Годинна витрата палива СУ ЛА на крейсерському режимі, кг/год	Потрібна дистанція розбігу, м	Злітна дистанція, м	Час виконання завдання, хв
AI-450CP	2316	789	0,3355	96,15	91,48	831	1205	177
AI-450CP-2	2386	618	0,4030	133,86	140,00	560	812	127
МС-500В-С	2559	552	0,4378	152,50	153,75	525	761	111

У подальших дослідженнях проведено розрахунок кількісних характеристик таких залежностей. Для розрахунку показника техніко-економічної досконалості НТЛ в якості прототипу взятий літак DART-450 з двигуном AI-450CP. Склад екіпажу 2 людини, СУ складається з одного двигуна, гвинта і відповідних систем. Розрахунок економічних характеристик літака з різними двигунами проводився при наступних початкових даних: призначений ресурс планера літака – 20000 годин; міжремонтний ресурс планера літака – 4000 годин; середньорічний наліт одного літака – 1600 годин; початкова ціна літака DART-450 з двигуном AI-450CP (відповідно каталогу цін) □ 3,1 млн. доларів США.

Початкові дані для двигуна прийнято: призначений ресурс – 12000 годин; міжремонтний ресурс – 3000 годин; середнє напрацювання на 1 відмову за всіма причинами, що призвели до дострокового знімання двигуна – 3000 годин; вартість 1 кг палива – 1,3 доларів/кг; вартість 1 кг масла – 14,2 доларів/кг; середня ціна 1 кВт □ 661 долар. Розрахунок величини технічного обслуговування і ремонту (ТОіР) прийнято при однаковій кількості годин впродовж ЖЦ для всіх ЛА.

Слід зазначити, що в проведених дослідженнях передбачається встановлювати різні по діапазону потужності двигуни. Одержані величини мають попередній характер досліджень, оскільки при уточненні технічних і економічних даних по літаку та двигунам кінцеві величини будуть більш точними.

Приведені результати дослідження техніко-економічних характеристик літака з різними двигунами у складі СУ при різних польотних завданнях (табл. 4–6). Порівняння показника техніко-економічної досконалості ЛА наведено в табл. 7, а в табл. 8 наведено результати обчислення показника

техніко-економічної досконалості ЛА у випадку зміни коефіцієнту використання ЛА при умові сталості інших значень параметрів ЖЦ.

Аналіз даних показує, що при зміні цільового призначення ЛА з двигуном МС-500В-С у бік легкого штурмовика, його ефективність краща за інші варіанти ЛА.

Таблиця 4

Порівняльні характеристики літака при різних польотних завданнях

Назва та умова польотного завдання	Літак DART-450, двигун <b>AI-450CP</b> , призначений ресурс двигуна – 12000 годин, міжремонтний ресурс двигуна – 3000 годин					
	Середня вартість фактично відпрацьованої години ресурсу парку двигунів, ум. од.	Вартість ЖЦ СУ одного ЛА, ум. од.	Вартість льотної години СУ ЛА, ум. од./год	Вартість льотної години ЛА, ум. од./год	Вартість ЖЦ одного ЛА, ум. од.	Витрати на ТОіР за весь ЖЦ, ум. од.
Максимальна дальність ( $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	155	3147857	163	511	7752110	1502303
Максимальна дальність ( $M_{\text{ЛА зл}}=\text{const}$ , $G_{\text{п}}=\text{var}$ )	155	3147857	163	511	7752110	1502303
Максимальна тривалість ( $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	122	2480786	129	476	7085038	1494451
Максимальна тривалість ( $G_{\text{п}}=\text{var}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{const}$ )	122	2480786	129	476	7085038	1494451
Ударна задача ( $R_{\text{такт}}=\text{const}$ , $G_{\text{п}}=\text{var}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	182	3705837	190	535	8316886	1522754
Ударна задача ( $R_{\text{такт}}=\text{var}$ , $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	185	3762545	193	550	8374411	1510012

По колу ( $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	168	3420922	176	516	8025167	1505747
Маневреність при пілотажі біля землі	136	2769189	144	453	7371668	1529604
Пілотаж (0,5 $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ , $H=1500$ м)	167	3403189	175	517	8005687	1502539
Політ на максимальну швидкість (режим «ВЗЛ»)	186	3791731	195	536	8395978	1511287
Політ на мінімальну швидкість (ударна задача)	124	2524601	132	453	7135628	1519945

Таблиця 5

Порівняльні характеристики літака при різних польотних завданнях

Назва та умова польотного завдання	Літак DART-450, двигун AI-450CP-2, призначений ресурс двигуна – 12000 годин, міжремонтний ресурс двигуна – 3000 годин					
	Середня вартість фактично відпрацьованої години ресурсу парку двигунів, ум. од.	Вартість ЖЦ СУ одного ЛА, ум. од.	Вартість льотної години СУ ЛА, ум. од./год	Вартість льотної години ЛА, ум. од./год	Вартість ЖЦ одного ЛА, ум. од.	Витрати на ТОiP за весь ЖЦ, ум. од.
Максимальна дальність ( $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	214	4346068	224	565	8950716	1928892
Максимальна дальність ( $M_{\text{ЛА зл}}=\text{const}$ , $G_{\text{п}}=\text{var}$ )	213	4335310	223	560	8939551	1933773

Максимальна тривалість ( $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛІА зл}}=\text{var}$ )	160	3246355	169	514	7851005	1916156
Максимальна тривалість ( $G_{\Pi}=\text{var}$ , $M_{\text{ЛІА зл}}=\text{const}$ )	160	3245375	169	508	7849619	1919727
Ударна задача ( $R_{\text{такт}}=\text{const}$ , $G_{\Pi}=\text{var}$ , $M_{\text{ЛІА зл}}=\text{var}$ )	251	5104937	262	609	9717206	1942567
Ударна задача ( $R_{\text{такт}}=\text{var}$ , $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛІА зл}}=\text{var}$ )	252	5119653	262	614	9732153	1938041
По колу ( $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛІА зл}}=\text{var}$ )	234	4754636	244	580	9359278	1933327
Маневреність при пілотажі біля землі	141	2861081	150	461	7464066	1957294
Пілотаж (0,5 $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛІА зл}}=\text{var}$ , $H=1500$ м)	222	4511065	232	543	9114050	1959325
Політ на максимальну швидкість (режим «ВЗЛ»)	258	5258755	269	606	9863398	1939494
Політ на мінімальну швидкість (ударна задача)	246	5002305	257	598	9614566	1920243



Таблиця 6

Порівняльні характеристики літака при різних польотних завданнях

Назва та умова польотного завдання	Літак DART-450, двигун <b>МС-500В-С</b> , призначений ресурс двигуна – 12000 годин, міжремонтний ресурс двигуна – 4000 годин					
	Середня вартість фактично відпрацьованої години ресурсу парку двигунів, ум. од.	Вартість ЖЦ СУ одного ЛА, ум. од.	Вартість льотної години СУ ЛА, ум. од./год	Вартість льотної години ЛА, ум. од./год	Вартість ЖЦ одного ЛА, ум. од.	Витрати на ТОіР за весь ЖЦ, ум. од.
Максимальна дальність ( $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	268	5451151	276	619	10160438	2661798
Максимальна дальність ( $M_{\text{ЛА зл}}=\text{const}$ , $G_{\Pi}=\text{var}$ )	258	5251937	266	583	9959825	2689342
Максимальна тривалість ( $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	211	4288270	219	563	8997559	2647846
Максимальна тривалість ( $G_{\Pi}=\text{var}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{const}$ )	209	4261177	217	534	8969064	2671685
Ударна задача ( $R_{\text{такт}}=\text{const}$ , $G_{\Pi}=\text{var}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	295	6012762	304	661	10730465	2668010
Ударна задача ( $R_{\text{такт}}=\text{var}$ , $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	295	6012762	304	661	10730465	2668010
По колу ( $G_{\Pi}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	283	5753776	291	631	10463059	2663038
Маневреність при пілотажі біля землі	169	3435896	176	493	8143636	2686245

Пілотаж (0,5 $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ , $H=1500$ м)	261	5319717	270	586	10027456	2686947
Політ на максимальну швидкість (режим «ВЗЛ»)	303	6169102	312	652	10878386	2671267
Політ на мінімальну швидкість (ударна задача)	213	4334592	221	552	9052269	2662717

Таблиця 7

Порівняння показника техніко-економічної досконалості ЛА

№ з/п	Варіант ЛА у порівнянні з базовим	Назначений ресурс двигуна, год	Міжремонтний ресурс двигуна, год	Показник техніко- економічної досконалості літака $\Pi_{\text{ла}}$
1	DART-450 з двигуном AI-450CP	12000	3000	1,0
2	DART-450 з двигуном AI-450CP2	12000	3000	0,8041
3	DART-450 з двигуном MC-500B-C	12000	4000	0,7683
4	DART-450 з двигуном MC-500B-C	15000	5000	0,7909

Таблиця 8

Порівняння показника техніко-економічної досконалості ЛА

№ з/п	Вид та умова польотного завдання	DART-450 з двигуном <b>AI-450CP-2</b>		DART-450 з двигуном <b>MC-500B-C</b>		DART-450 з двигуном <b>MC-500B-C</b>	
		$k_{\text{ВЛА}}$	$\Pi_{\text{ЛА}}$	$k_{\text{ВЛА}}$	$\Pi_{\text{ЛА}}$	$k_{\text{ВЛА}}$	$\Pi_{\text{ЛА}}$
1	По колу ( $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	0,3	<b>0,80405</b>	0,3	<b>0,76833</b>	<b>0,1</b>	<b>1,20</b>
2	На дальність ( $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	0,1		0,1		0,1	

3	На дальність ( $M_{\text{ЛА зл}}=\text{const}$ , $G_{\text{п}}=\text{var}$ )	0,1		0,1		0,2	
4	На тривалість ( $G_{\text{п}}=\text{const}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{var}$ )	0,05		0,05		0,1	
5	На тривалість ( $G_{\text{п}}=\text{var}$ , $M_{\text{ЛА зл}}=\text{const}$ )	0,05		0,05		0,1	
6	Пілотаж	0,3		0,3		<b>0,1</b>	
7	Ударна задача	0,1		0,1		<b>0,3</b>	

За допомогою показника техніко-економічної досконалості ЛА можливо оцінити досконалість нового ЛА або його модернізацію з урахуванням економічних і льотно-технічних характеристик. Коефіцієнт використання літака враховує ресурсні витрати двигуна, що важливо для навчально-тренувальних і навчально-бойових літаків.

## 6. Обговорення результатів дослідження техніко-економічних характеристик СУ і ЛА

Вибір варіанту конструктивно-компонувального рішення проекту літака з якнайкращими характеристиками ЖЦ передбачає особливості науково-методичного характеру, які підкреслюють вагомість і значущість технічних рішень на стадії попередніх прогнозів. Одержані попередні результати щодо вибору параметричного обрису двигуна СУ для легкого НТЛ типу DART-450 наведені в табл. 1–3. Одержані результати досліджень дозволяють стверджувати, що максимальна дальність польоту літака з різними двигунами при однаковій злітній масі визначається, в основному, запасом палива, а не економічністю витрати палива (табл. 4–6). Тому двигун AI-450CP має перевагу у всіх характеристиках, крім злітної дистанції, яка найменша у літака з двигуном MC-500B-C.

Встановлено, що максимальна дальність польоту літака при однаковому запасі палива найбільша в літака з двигуном AI-450CP, менша у літака з двигуном AI-450CP-2 (табл. 5), а найменша у літака з двигуном MC-500B-C.

Максимальна швидкість польоту найбільша у літака з двигуном MC-500B-C, що пояснюється його найбільшою потужністю на злітному режимі та максимальному злітному режимі на заданій висоті при незначно більшій злітній масі літака (табл. 6).

Максимальну тривалість польоту має літак з найменш потужним двигуном AI-450CP, що обумовлено найменшою часовою витратою палива цього двигуна при його дроселюванні.

При імітації виконання ударного завдання перевагу в дальності польоту має літак з двигуном AI-450CP, перевагу в злітних характеристиках та швидкості польоту мають літаки з двигунами AI-450CP-2 та MC-500B-C.

При імітації польоту по колу перевагу по дальності та тривалості польоту має літак з двигуном AI-450CP, здатний при повній заправці палива виконати 18 повних десятихвилинних кіл. Проте літаки з двигунами AI-450CP-2 та MC-500B-C матимуть кращі швидкісні та злітні характеристики.

Попереднє оцінювання енергетичної швидкопідйомності ударного варіанту літака при виконанні ударного завдання при рівному тактичному радіусі дозволило виявити суттєву перевагу літаків з двигунами AI-450CP-2 та MC-500B-C над літаком з двигуном AI-450CP.

Проблемна ситуація при використанні програмного комплексу може виникати при визначенні вартості ЖЦ перспективного НТЛ, оскільки компанії-розробники складових літака не розкривають достовірної технічної та економічної інформації. У цьому випадку доцільно використовувати статистичну інформацію.

У подальших дослідженнях передбачається оцінити вплив збільшення кількості озброєння та обладнання ЛА на коефіцієнт використання ЛА.

## **7. Висновки**

1. Аналіз існуючого світового парку легких літаків загального призначення свідчить про те, що характеристики літака типу DART-450 є перспективними для його модифікації.

2. На основі удосконаленої методики оцінки техніко-економічних характеристик ТГД у складі легкого НТЛ проведені дослідження льотно-технічних характеристик літака DART-450 при різних польотних завданнях з різними ТГД у складі СУ. Результати дослідження параметричного обрису СУ в системі НТЛ показали доцільність розширення діапазону висот і швидкостей ЛА.

3. Чисельний розрахунок проекту літака DART-450 з різними двигунами свідчить про те, що для виконання завдань по навчальному тренуванню льотного складу доцільно встановлення двигуна AI-450CP, який має найменшу вартість життєвого циклу. Очевидно, що даний літак із встановленим двигуном буде мати найнижчу вартість льотної години. Для виконання розвідувальних та ударних задач на літаку типу DART-450 доцільно встановлення двигуна AI-450CP-2. Для виконання тільки ударних задач на літаку типу DART-450 доцільно встановлення двигуна MC-500B-C, який має більшу потужність, ніж розглянуті двигуни. Проте при модифікації НТЛ в ударний, крім збільшення злітної маси літака на масу бомбового навантаження, пілонів та пускових пристроїв, необхідно посилення конструкції крила та фюзеляжу літака, встановлення прицільного обладнання. Крім того, необхідно провести дослідні роботи по зменшенню витрати палива двигуна при інтеграції з планером НТЛ.

## **Література**

1. Мялища А. К. Разработка аванпроекта самолета: учебное пособие. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2010. 233 с.

2. Скибин В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). М.: ЦИАМ, 2010. 678 с.
3. Mieloszyk J., Goetzendorf-Grabowski T. Introduction of full flight dynamic stability constraints in aircraft multidisciplinary optimization // *Aerospace Science and Technology*. 2017. Vol. 68. P. 252–260. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.05.024>
4. Sforza P. M. Propulsion Principles and Engine Classification // *Theory of Aerospace Propulsion*. 2017. P. 1–52. doi: <https://doi.org/10.1016/b978-0-12-809326-9.00001-4>
5. Donateo T., Spedicato L. Fuel economy of hybrid electric flight // *Applied Energy*. 2017. Vol. 206. P. 723–738. doi: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2017.08.229>
6. Терещенко Ю. М. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів. К., 2009. 344 с.
7. Логинов В. В. Методологические основы формирования параметрического облика силовой установки перспективного учебно-боевого самолёта: монография. Х.: ХУВС им. Ивана Кожедуба, 2016. 294 с.
8. On Exploring Method and Software for Evaluating Effectiveness of Military Training Aircraft / Min G., Jianliang A., Zhiwen L., Juan D., Jing W. // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2009. Vol. 22, Issue 6. P. 607–611. doi: [https://doi.org/10.1016/s1000-9361\(08\)60148-x](https://doi.org/10.1016/s1000-9361(08)60148-x)
9. Sánchez-Lozano J. M., Serna J., Dolón-Payán A. Evaluating military training aircrafts through the combination of multi-criteria decision making processes with fuzzy logic. A case study in the Spanish Air Force Academy // *Aerospace Science and Technology*. 2015. Vol. 42. P. 58–65. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.12.028>
10. Plioutsias A., Karanikas N. Using STPA in the Evaluation of Fighter Pilots Training Programs // *Procedia Engineering*. 2015. Vol. 128. P. 25–34. doi: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.11.501>
11. Концепція трьохступеневої системи льотної підготовки курсантів Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба. Вінниця: Командування ПС, 2012. 10 с.
12. Маркетинговое исследование рынка легких самолётов, Россия 2009–2011 гг. Прогноз развития до 2020 года. URL: <http://www.asmarketing.ru/marketingovyie-issledovaniya/marketingovoe-issledovanie-ryinka-legkih-samoletov-v-rf-2009-2011-gg.-prognoz-razvitiya-do-2020-goda.html>
13. 2014 General Aviation Statistical Databook & 2015 Industry Outlook. URL: [https://gama.aero/wp-content/uploads/GAMA\\_2014\\_Databook\\_LRes-LowRes.pdf](https://gama.aero/wp-content/uploads/GAMA_2014_Databook_LRes-LowRes.pdf)
14. Геремес Ю. Н., Гребеников А. Г., Гуменный А. М. Концепция создания самолета для местных воздушных линий // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. 2010. № 47. С. 20–33.
15. Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и дальнейшую перспективу. 2012. URL: <http://xn--80ap5ae.xn--p1ai/>

16. Trainer Aircraft. URL: <http://www.globalsecurity.org/military/world/trainer-aircraft.htm>
17. Yang X., Zhang W. A faster optimization method based on support vector regression for aerodynamic problems // *Advances in Space Research*. 2013. Vol. 52, Issue 6. P. 1008–1017. doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2013.05.030>
18. Флоров И. Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации // *Труды ЦИАМ*. 1985. № 1099.
19. Нечаев Ю. Н. Теория авиационных двигателей. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1990. 878 с.
20. Югов О. К. Основы интеграции самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
21. Проектирование самолетов / под ред. С. М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
22. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 648 с.
23. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 656 с.
24. Della Vecchia P., Nicolosi F. Aerodynamic guidelines in the design and optimization of new regional turboprop aircraft // *Aerospace Science and Technology*. 2014. Vol. 38. P. 88–104. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.07.018>
25. Портников Б. А. Критерии технико-экономической эффективности авиационной специализированной системы // *Вестник Оренбургского государственного университета*. 2007. № 5. С. 171–180.
26. Pornet C., Isikveren A. T. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft // *Progress in Aerospace Sciences*. 2015. Vol. 79. P. 114–135. doi: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.09.002>
27. Marinus B. G., Poppe J. Data and design models for military turbo-propeller aircraft // *Aerospace Science and Technology*. 2015. Vol. 41. P. 63–80. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.12.009>
28. Wang T.-C., Chang T.-H. Application of TOPSIS in evaluating initial training aircraft under a fuzzy environment // *Expert Systems with Applications*. 2007. Vol. 33, Issue 4. P. 870–880. doi: <https://doi.org/10.1016/j.eswa.2006.07.003>
29. O'Regan M. S., Griffin P. C., Young T. M. A vorticity confinement model applied to URANS and LES simulations of a wing-tip vortex in the near-field // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2016. Vol. 61. P. 355–365. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2016.05.014>
30. Салтыков А. С. Применение программного комплекса ANSYS CFX для расчета характеристик авиационных силовых установок боевых самолетов в целях повышения безопасности полета // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2012. Т. 14, № 4 (2). С. 751–757.
31. Ключков В. В. Методы и программное обеспечение экономико-математического моделирования и оптимизации технического обслуживания и ремонта авиадвигателей. М.: МФТИ, 2005. 167 с.

32. Ryerson M. S., Ge X. The role of turboprops in China's growing aviation system // Journal of Transport Geography. 2014. Vol. 40. P. 133–144. doi: <https://doi.org/10.1016/j.jtrangeo.2014.03.009>
33. Єланський О. В. Оцінка досконалості авіаційного навчально-бойового комплексу на попередніх етапах його проектування або подальшої модернізації // Системи озброєння і військова техніка. 2014. № 3. С. 33–36.
34. Nasir R. E. M., Kuntjoro W., Wisnoe W. Aerodynamic, Stability and Flying Quality Evaluation on a Small Blended Wing-body Aircraft with Canard Foreplanes // Procedia Technology. 2014. Vol. 15. P. 783–791. doi: <https://doi.org/10.1016/j.protcy.2014.09.051>
35. Логинов В. В. Программный комплекс по формированию эксплуатационных характеристик двигателя силовой установки самолета // Авиационно-космическая техника и технология. 2015. № 9 (126). С. 149–152.
36. Diamond DART-450. URL: [http://www.airframer.com/aircraft\\_detail.html?model=DART-450](http://www.airframer.com/aircraft_detail.html?model=DART-450)
37. Турбовинтовой двигатель AI-450C/CD/CP. URL: <http://ivchenko-progress.com/?portfolio=%d0%b0%d0%b8-450%d1%81>
38. Двигуни сімейства MC-500B-C. URL: <http://www.motorsich.com/ukr/products/aircraft/tr/ms-500v-s/>